

## ЛЕТАТЕЛНИ И ЕЛЕКТРИЧЕСКИ ПАРАМЕТРИ НА X8 ОКТОКОПТЕР С ИЗЛИТАНЕ И КАЦАНЕ ОТ ВОДНИ БАСЕЙНИ

Павлин Граматиков<sup>1</sup>, Райчо Тодоров<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Институт за космически изследвания и технологии – Българска академия на науките

<sup>2</sup>Първа Частна Експериментална Лаборатория за Аерокосмически Изследвания

"Райт – Аероспейс" – ЕООД

e-mail: pgramatikov@space.bas.bg; rait\_aerospace@abv.bg

**Ключови думи:** летателни характеристики, електрически параметри, съосен безпилотен електрически октокоптер

**Резюме:** Предложен е прототип на X8 съосен безпилотен електрически октокоптер с излитане и кацане от водни басейни – морски и сладководни. Проектирани, изследвани и реализирани са конструкцията, моторно-витловата група и електрозахранващата система. Приложени са изчислителна част и снимки на прототипа. Описани са публикувани разработки в областта на доклада.

## FLIGHT AND ELECTRICAL PARAMETERS OF X8 OCTOCOPTER WITH TAKE-OFF AND LANDING FROM WATER BASINS

Pavlin Gramatikov<sup>1</sup>, Raicho Todorov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences

<sup>2</sup>LTD RAIT - AEROSPACE - FPLEASR

e-mail: pgramatikov@space.bas.bg; rait\_aerospace@abv.bg

**Keywords:** Flight characteristics, electrical parameters, coaxial unmanned electric octocopter

**Abstract:** A prototype of X8 coaxial unmanned electric octocopter with take-off and landing from water bodies - sea and freshwater is proposed. The structure, motor-propeller group and power supply system are designed, investigated and implemented. The computational part and photos of the prototype are attached. Published works in the field of the report are described.

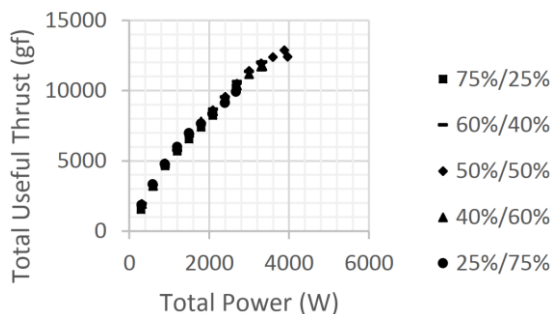
### Въведение

Известни са редица разработки на така наречения X8 октокоптер, който има осем двигателя монтирани в четири коаксиални двойки, или coaxial octocopter (CAO). Пропелерите в една коаксиална двойка се въртят в противоположни посоки, което балансира завъртането на платформата. Съгласно [3] предимство на съосния октокоптер е увеличената подемна сила на платформата при запазване на разумен обем на платформата, а недостатък – долният пропелер губи тяга, работейки в струята на горния пропелер и общата ефективност на тягата на коаксиалното задвижване е по-ниска в сравнение с два отделни пропелера. Средната загуба на тягата на 4 коаксиални двойки (при равни скорости на въртене на двата двигателя) в сравнение с 8 самостоятелни пропелера е около 14% [3].

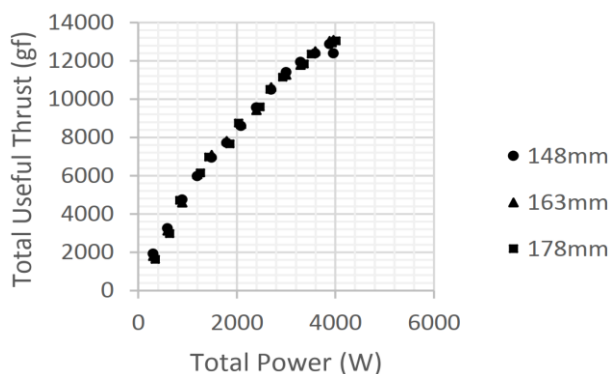
Популярен представител на X8 квадрокоптер е канадският DraganFlyer X8. Според [6] основните параметри на този мултикоптер са: маса 2025 g, дължина на рамото 0,331 m, диаметър на горния пропелер 0,404 m, диаметър на долния пропелер 0,380 m, разстояние между горен и долен пропелер 0,099 m.

В [7] са избрани четири параметъра за оптимизация на коаксиална задвижваща система: разпределение на мощността между двата пропелера; посока на въртене на горен спрямо долен пропелер; разстояние между двата пропелера и диаметър и стъпка на пропелера. Експерименти доказват, че ефективността на коаксиалната система не зависи от разпределението на

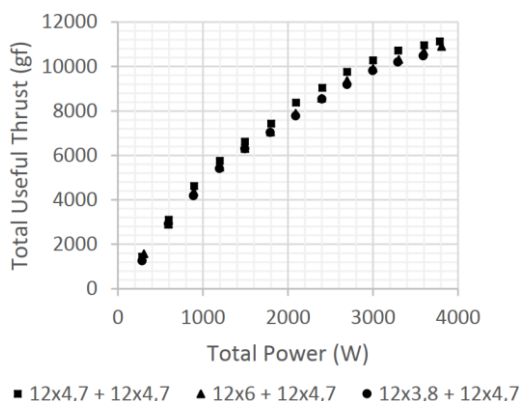
мощността между горен и долен пропелер и посоката на въртене и разстоянието между пропелерите (виж фиг. 1). С два 14x4,7 пропелера са тествани пет разпределения на мощността: 75%/25%, 60%/40%, 50%/50%, 40%/60% и 25%/75%, където първият процент е свързан с мощността на горния двигател, а вторият процент с мощността на долния двигател. И двата двигателя са Ах1 2826/12. Общата мощност в тези пет случая е практически еднаква в целия диапазон от (0 ÷ 4000) W. Ефективността се увеличава при по-голяма стъпка на долния пропелер и по-малък диаметър на долния пропелер. С два пропелера 14x4,7 са експериментирани три разстояния от 148 mm, 163 mm и 178 mm, съответно 41%; 46% и 50% от диаметъра на пропелера 355 mm, (виж фиг. 2). Доказано е, че при тези три разстояния зависимостите между общата тяга и общата консумирана електрическа мощност практически е еднаква. За оптимално е избрано разстояние от 148 mm, с най-добри тегловни показатели.



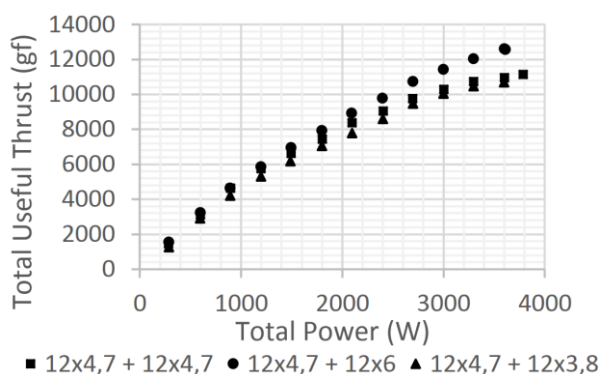
Фиг. 1. Тяга на два 14x4,7 пропелера при пет разпределения на мощността



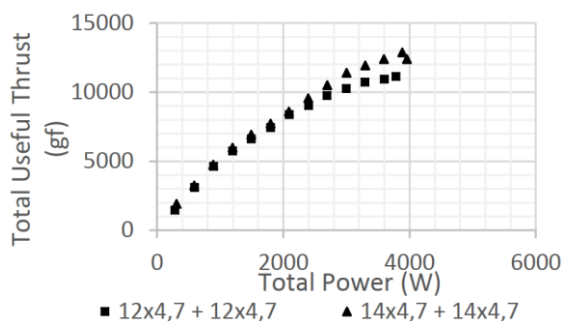
Фиг. 2. Зависимост на тягата от разстоянието между два 14x4,7 пропелера в съсна система



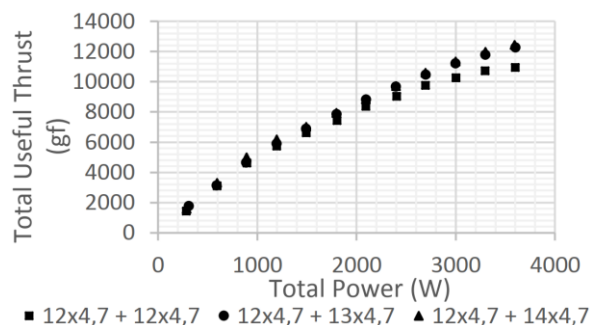
Фиг. 3. Зависимост на тягата от три стъпки на горния пропелер при долен пропелер 12x4,7



Фиг. 4. Зависимост на тягата от три стъпки на долния пропелер при горен пропелер 12x4,7



Фиг. 5. Зависимост на тягата от смяна на горен и долен пропелер от 12x4,7 към 14x4,7

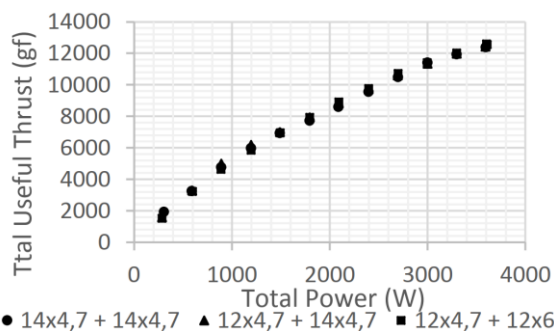


Фиг. 6. Зависимост на тягата от долен пропелер 12x4,7; 13x4,7 и 14x4,7 при горен пропелер 12x4,7

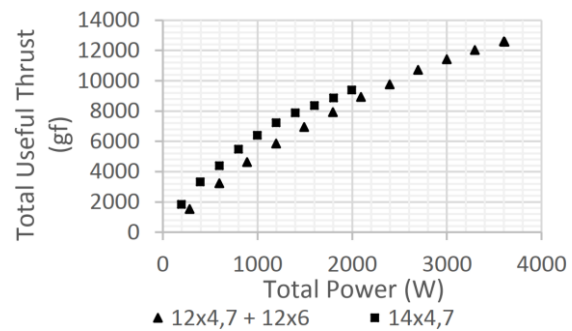
При сравняване на 6 варианта от Фиг. 3 и Фиг. 4 оптимален се оказва вариант горен пропелер 12x4,7 и долен пропелер 12x6. Например при тяга 11 kg от фиг. 3 се отчита обща мощност 3500 W, а от фиг. 4 при тяга 11 kg се отчита обща мощност 2700 W. Вариант горен 12x4,7 и долен 12x6 пропелер дава печалба в общата мощност 800 W при тяга 11 kg. Друго

предимство е, че при еднаква максимална мощност около 3600 W, оптимизацията дава тяга 12,4 kg, а останалите варианти имат тяга до 11 kg.

Анализът на Фиг. 5 показва нарастване на общата тяга с 18% при нарастване на горен и долен диаметър с 16,6 %. На фиг. 6 е показан експеримент с еднаква стъпка на горен и долен пропелер, като долният диаметър се променя 100%, 108% и 117% спрямо горния.



Фиг. 7. Сравнение на три оптимални конфигурации на горен и долен пропелер - 14x4,7+14x4,7; 12x4,7+14x4,7; 12x4,7+12x6

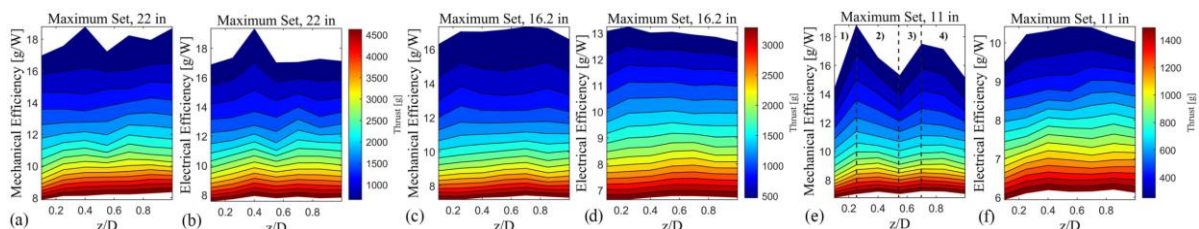


Фиг. 8. Сравнение на оптимална конфигурация горен и долен пропелер 12x4,7+12x6 с единичен пропелер 14x4,7

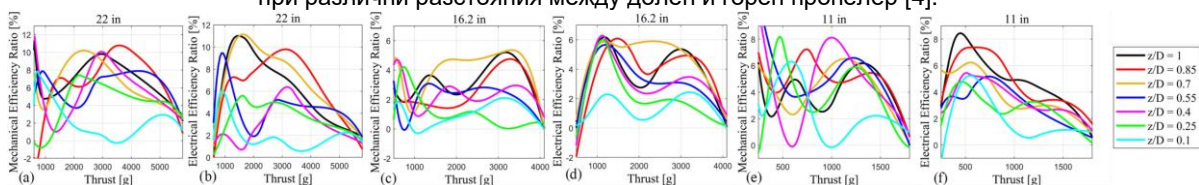
На Фиг. 7 са сравнени три оптимални конфигурации на горен и долен пропелер- 14x4,7+14x4,7; 12x4,7+14x4,7; 12x4,7+12x6. Те дават практически еднакви резултати, но се предпочита варианта на горен пропелер 12x4,7 и долен пропелер 12x6, който е с най-ниско тегло и най-ниско време за отклик.

От Фиг. 8 изводът е, че оптималната конфигурация горен и долен пропелер 12x4,7+12x6 дава печалба в максимална тяга 32%, но се отчита загуба в ефективността от 15% (от 9000/1800=5 g/W към 9000/2100=4,28 g/W) в сравнение с единичен пропелер 14x4,7.

В [4] са извършени тест с два еднакви, противоположно въртящи се пропелера при сто различни положения на газта (7 ÷ 95)% и седем различни разстояния между горен и долен пропелер, съответно z/D=0,1; 0,25; 0,4; 0,55; 0,7; 0,85 и 1,0. На Фиг. 9 и Фиг.10 пропелер 22x6,6 NS Carbon Fiber [8] се задвижва от T-Motor MN501-S KV240 [9], пропелер 16,2x5,3 FA Carbon Fiber работи с T-Motor MN4014 KV400 [10], а пропелер APC 11x4,5 работи с мотор Propdrive V235-36 KV910 [11].



Фиг. 9. Механическа, електрическа ефективност и тяга на двойки съосни пропелери 22, 16.2 и 11 инча при различни разстояния между долен и горен пропелер [4].



Фиг. 10. Процентни изменение на механическата и електрическата ефективност при различна тяга на три двойки съосни пропелери 22; 16,2 и 11 инча за различни разстояния z/D=0,1; 0,25; 0,4; 0,55; 0,7; 0,85 и 1 между долен и горен пропелер

В [5] са представени тринадесет варианта на безпилотни амфибийни летателни апарати (UAAV) използващи въздушна възглавница и мултироторна система. Изследват се характеристиките на амфибийните превозни средства при промяна на полезния товар. Експерименталният прототип на UAAV демонстрира летене във въздуха и висене във вода.

### Експериментална база

**Конструкцията** на х8 октокоптер (съкратено- Х8окто) е авторска (виж Фиг. 11 и Фиг. 12) и има излетно тегло около 12 kg без полезен товар. За закрепване на моторно-витловата група са

използвани: шест стандартни въглеродородни тръби с дължина 500 mm и диаметър 20 mm, закрепени с четиринадесет броя стандартни алуминиеви връзки с дължина 45 mm и диаметър 20 mm и четири стандартни алуминиеви държачи 100x40x6 mm за осем двигателя. За закрепване на акумулаторната батерия и двата поплавъка са използвани: осем стандартни въглеродородни тръби с дължина 500 mm и диаметър 16 mm, закрепени с шестнадесет броя стандартни алуминиеви връзки с диаметър 16 mm. Теглото на малкия акумулатор е 3087 g (TCBWORTH 22 Ah-25C-6S, с енергия 4,2 V\*6\*22 Ah=554,4 W/h). Теглото на големия нестандартен акумулатор е 5100 g (37 Ah-40C-6S, с енергия 37\*4,2\*6=932,4 W/h). Двата поплавъка на Х8окто тежат 1500 g; осем контролера тежат 432 g, а осем двигателя 4\*170+4\*180=1400 g. Общото тегло на конструкцията на Х8окто без акумулатор е 9800 g, а с акумулатор и два поплавъка е 12800 g. Разстоянието между двата предни и двата задни двигателя на Х8окто е 874 mm, между преден и заден двигател има 724 mm, а от център до двигател са 569 mm. Разстоянието между горен и долен пропелер на Х8окто е 70 mm.

### Първи вариант на моторно-витлова група

Да пресметнем летателни и електрически параметри [2,3] на Х8окто с моторно-витлова група, състояща се от осем пропелера 22x6,6 NS Carbon Fiber (диаметър 0,5588 m), задвижвани от осем двигателя T-Motor MN501-S KV240. Приемаме разстояние  $z=0,1$  или  $0,558\text{ m} * 0,1 = 55,22\text{ mm}$  между двата пропелера. Нужната тяга при излитане от всяка съосна двойка ще бъде  $12800/4=3200\text{ g}$ . От Фиг. 9b при  $z=0,1$  и тяга=3200 g отчитаме в жълтата лента електрическа ефективност около 9 g/W. Мощността на излитане на Х8окто ще бъде  $12800/9=1422\text{ W}$ . Ако използваме осем единични пропелера 22x6,6 в класически октокоптер с осем рамена, съгласно табл. 1 търсим  $12800/8=1600\text{ g}$  от двигател при газ 55% от вертикали C(Y) и D(Y) се отчитат мощност  $(143+157)/2=150\text{ W}$  от двигател и ефективност  $(10,97+10,71)/2=10,84\text{ g/W}$  при излетна мощност  $150*8=1200\text{ W}$ . Изводът е, че Х8окто излита при  $1422/1200=1,18$  пъти по-голяма мощност спрямо вариант с осем единични пропелера. Съответно за полетните им времена се получава  $554,4/1422=0,39\text{ h}$  и  $554,4/1200=0,46\text{ h}$  или Х8окто лети  $100*0,39/0,46=84,78\%$  от времето на стандартен октокоптер. Коефициентът на запас по тяга на Х8окто се отчита по най-долната крива при  $z=0,1$  от фиг. 10b и е равен на  $5800/3200=1,81$  при максимална тяга от осем двигателя  $5800*4=23200\text{ g}$ . Коефициентът на запас по тяга на класически октокоптер се отчита от табл. 1 и е съответно при газ 100% и 55% или  $4187/1600=2,62$  или при максимална тяга за класически октокоптер от осем двигателя се получава  $4187*8=33496\text{ g}$  от вертикали B(Y) и C(Y).

Таблица 1. Параметри на четири двигателя и четири пропелера

A(X)	B(Y)	C(Y)	D(Y)	E(Y)	F(Y)	G(Y)	H(Y)	I(Y)	J(Y)	K(Y)	L(Y)	M(Y)	N(Y)	O(Y)	P(Y)	Q(Y)
Пропелер	170g	P22x6.6	P22x6.6	2br.P22x6.6	170g	18x5,5	18x5,5	17x5,5	17x5,5	17x5,5	180g	17x5,5	17x5,5	171 g	16.2x5.3	16.2x5.
Мотор	MN501S	KV240	KV240	KV240	TYI-motor 5010	KV340	KV340	KV340	KV340	KV340	TYI-motor 5008	KV400	KV400	MN4014	KV400	KV400
Газ	Тяга	Мощнос	G/W	Тяга	Тяга	Мощност	G/W	Тяга	Мощност	G/W	Тяга	Мощнос	G/W	Тяга	Мощност	G/W
	rev4			Съосно		Горе					Долу			rev4		
46	1166	96	12.2	--	1504	119	12.63				1550	134	11.57	--	--	--
48	1246	105	11.87	--	1608	130	12.36				1656	154	10.75	--	--	--
50	1339	116	11.59	--	1728	144	11.98	1269	98	12.99	1780	166	10.7	1410	142	9.92
52	1453	128	11.3	--	--	--	--	1377	106	12.99	1960	198	--	1536	156	9.85
54	1566	143	10.97	--	--	--	--	1484	109	13.61	2107	204	--	1650	175	9.43
56	1684	157	10.71	--	--	--	--	1595	123	12.97	2278	228	--	1777	192	9.26
58	1796	172	10.44	--	--	--	--	1702	131	12.99	2425	245	--	--	--	--
60	1900	187	10.15	--	2340	222	10.54	1723	146	11.76	2450	272	9	--	--	--
62	2020	203	9.94	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
64	2147	223	9.63	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	1920	244	7.86
66	2273	239	9.51	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
68	2394	258	9.28	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
70	2509	275	9.11	--	2675	353	7.58	2316	235	9.84	3050	408	7.47	--	--	--
72	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
74	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
75	2823	327	8.63	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	2380	324	7.34
76	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
78	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
80	3038	380	7.99	--	3240	457	7.08	2650	342	7.75	3170	504	6.29	--	--	--
82	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
84	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	2790	424	6.58
86	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
88	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
90	3454	501	6.89	--	3855	615	6.27	3215	488	6.58	3600	647	5.55	--	--	--
92	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
94	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
96	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
98	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--
100	4187	612	6.84	6000	4300	732	5.87	3600	588	6.12	--	--	--	3020	570	5.89

### Втори вариант на моторно-витлова група

Взимат се данни от пропелер 16,2x5,3 FA Carbon Fiber (диаметър 0,4114 m) и двигател T-Motor MN4014 KV400 от табл. 1 и от [4] при  $z=0,2$   $0,411*0,2=80\text{ mm}$ . При излитане за всяка

съосна двойка ще бъде  $12000/4=3000$  g. От Фиг. 9d при  $z=0,2$  и тяга= $3000$  g се отчита в най-долната лента електрическа ефективност около  $6,6$  g/W. Мощността на излитане на X8окто ще бъде  $12000/6,6=1818$  W. Ако използваме осем единични пропелера  $22 \times 6,6$  в класически октокоптер с осем рамена, съгласно табл. 1 търсим  $12000/8=1500$  g от двигател и отчитаме по вертикалите O(Y), P(Y) и QY) при газ 52%, тяга 1536 g, мощност 156 W от двигател и ефективност  $9,85$  g/W при излетна мощност  $156 \times 8=1248$  W. Изводът е, че при втори вариант на моторно-витлова група x8 октокоптер излита при  $1818/1248=1,46$  пъти по-голяма мощност спрямо вариант с осем единични пропелера. Съответно за полетните времена се получава  $554,4/1818=0,3$  h и  $554,4/1248=0,44$  h. Коефициентът на запас по тяга на X8окто се отчита по най-долната крива при  $z=0,2$  от фиг. 10d и е равен на  $4100/3000=1,37$  при максимална тяга от осем двигателя  $4100 \times 4=16400$  g. Коефициентът на запас по тяга на класически октокоптер се отчита от табл. 1 и е съответно при газ 100% и 52% или  $3020/1536=1,97$  или при максимална тяга за класически октокоптер от осем двигателя се получава  $3020 \times 8=24160$  g. При втори вариант не достига тяга за два поплавъка и ако не се монтират излетното тегло ще стане  $12800-1500=11300$  g.

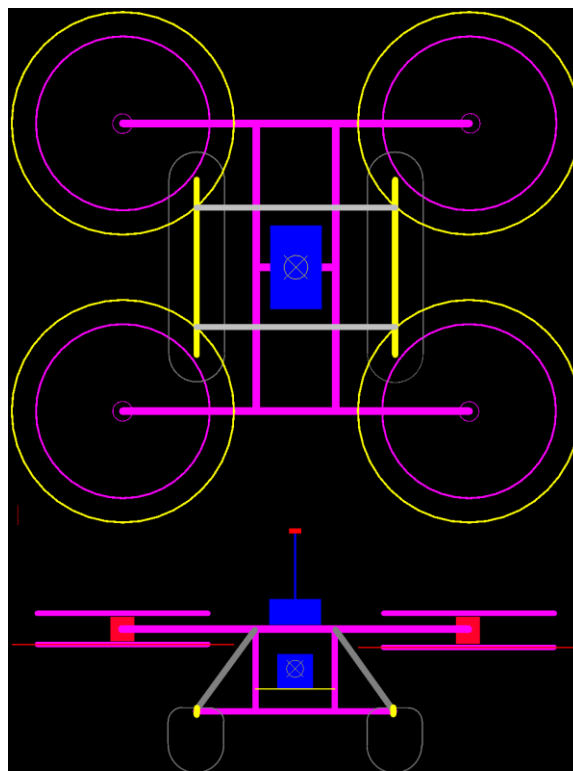


а)



б)

Фиг. 11. а) Регулатор на скоростта с датчик на ток  
б) Общ вид на x8 октокоптер



Фиг. 12. Поглед отгоре и отзад на X8 съосен електрически октокоптер с излитане и кацане от водни басейни с 22 и 17 пропелер

### Трети вариант на моторно-витлова група

Авторите предлагат X8окто от Фиг. 11 и Фиг. 12 да бъде оборудван с 4 горни двигателя TYI-motor 5010 kv340 [12] и четири долни двигателя TYI-motor 5008 KV400 [13] с четири прави и четири обратни пропелера  $17 \times 5,5$  (диаметър  $0,432$  m), които са междинни по размер на пропелерите от първи и втори вариант. Конструктивно е реализирано разстояние между горен и долен пропелер  $70$  mm откъдето се изчислява коефициентът  $z=70/432=0,16$ . Ще бъде проведено изследване на ефективността при два режима на управление на двигателите, ако се реализира класическа схема с осем рамена на октокоптер:

а) За да се направи приблизително еднакво за натоварването на горните спрямо долните двигатели в съотношение 50%/50% трябва горните двигатели винаги да получават газ с 10% повече от долните, съгласно табл. 1. Изравняването на токовете в горен спрямо долен двигател може да стане и чрез използване на регулатор на скоростта с вграден токов сензор.

Например, при използване на данни от вертикали I(Y), J(Y), L(Y) и M(Y) излитането на класически октокоптер  $12800$  g става при параметри на горен двигател- газ 56%,  $1595$  g и  $123$  W и при параметри на долен двигател- газ 46%,  $1550$  g и  $134$  W (общо  $1595 \times 4 + 1550 \times 4 = 12580$  g при обща мощност  $123 \times 4 + 134 \times 4 = 1028$  W). Максимална тяга  $3600 \times 8 = 28800$  g е при мощност

$588 \cdot 4 + 647 \cdot 4 = 4940$  W общо и се постига при параметри на горен двигател- газ 100%, 3600 г и 588 W и при параметри на долен двигател- газ 90%, 3600 г и 647 W. Тяговъоръжеността ще бъде  $28800/12580 = 2,29$ , а времето на полет  $554,4/1028 = 0,54$  h. За време на полет при изравняване на токовете в горен спрямо долен двигател се пресмята  $554,4/1028 = 0,54$  h.

б) Възможно е и равенство в подаваната газ на горен спрямо долен двигател без изравняване на токовете и при използване от вертикали I(Y), J(Y), L(Y) и M(Y) да се получава излитане при газ 51% и тяга  $1269 \cdot 2 + 1377 \cdot 2 + 1780 \cdot 2 + 1960 \cdot 2 = 12772$  g, а максимална тяга при газ 90% ще бъде  $3215 \cdot 4 + 3600 \cdot 4 = 27260$  g или тяговъоръжеността ще бъде  $27260/12772 = 2,13$ , което е приемливо. За мощността на излитане при газ 52% се получава  $98 \cdot 2 + 106 \cdot 2 + 166 \cdot 2 + 198 \cdot 2 = 113,6$  W и време на полет  $554,4/1136 = 0,49$  h.

Ще бъде проведено изследване на ефективността при равенство на газта в диапазон (50÷90)% във втори вариант с четири горни двигателя TYI-motor 5008 KV400 и четири долни двигателя TYI-motor 5010 kv340.

### Заклучение

Първи вариант на моторно-витлова група X8окто лети  $100 \cdot 0,39/0,46 = 84,78$  % от времето на стандартен октокоптер при излетно тегло 12800 g.

При втори вариант на моторно-витлова група X8окто лети  $100 \cdot 0,3/0,44 = 68,18$  % от времето на стандартен октокоптер при излетно тегло 12000 g.

При трети вариант на моторно-витлова група се очаква междинен процент  $(87,78 + 68,18)/2 = 77,98\%$ . При вариант 3-а X8окто ще лети  $0,78 \cdot 0,54 = 0,42$  h, а при вариант 3-б X8окто има време на полет  $0,78 \cdot 0,49 = 0,38$  h при излетно тегло 12800 g.

**Благодарности:** Настоящият доклад е изготвен в рамките на проект по т.1.1.6 от Национална научна програма „Сигурност и отбрана“ (приета с ПМС № 731 от 21.10.2021 г.) и съгласно Споразумение № Д01-74/19.05.2022 г. между МОН и Институт по отбрана „Професор Цветан Лазаров“.

### Литература:

1. Граматиков, П., Изследване на характеристиките на полета на безпилотни електрически квадрокоптери. Proceedings SES'2021, Space Research and Technology Institute Bulgarian Academy of Sciences, 2021, ISSN: p-ISSN 2603-3313 e-ISSN 2603-3321, pp. 108–113.
2. Граматиков, П., Телеметрична система за характеристиките на полета на безпилотен електрически квадрокоптер. Proceedings SES'2021, Space Research and Technology Institute Bulgarian Academy of Sciences, 2021, ISSN: p-ISSN 2603-3313 e-ISSN 2603-3321, pp. 114–120.
3. Bondyra, A., S. Gardecki, P. Gašior, W. Giernacki. Performance of coaxial propulsion in design of multi-rotor UAVs. In International Conference on Automation Springer, Cham. Douglas, C. Giancoli General physics. Prentis hall Inc., 2016, pp. 523–531.  
[https://doi.org/10.1007/978-3-319-29357-8\\_46](https://doi.org/10.1007/978-3-319-29357-8_46).
4. Buzzatto, J., M. Lirokapis, A Benchmarking Platform and a Control Allocation Method for Improving the Efficiency of Coaxial Rotor Systems. *IEEE Robotics and Automation Letters* 7.2, 2022, pp. 5302 – 5309. DOI: 10.1109/LRA.2022.3153999
5. Ganesan, S., B. Esakki, S. Mathiyazhagan, P. Vikram. Conceptualization and Prototyping of Unmanned Amphibious Aerial Vehicle for Water Quality Assessment. *International Journal of Robotics and Automation*, 6, 2019, pp. 66–72. DOI: <https://doi.org/10.31875/2409-9694.2019.06.8>.
6. Simoes, Cedric: Optimizing a Coaxial Propulsion System to a Quadcopter, Technical report, pp. 1–10. <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/563345090412782/Resumo.pdf>.
7. Sharf, I., M. Nahon, A. Harmat, W. Khan, M. Michini, N. Speal, T. Wang. Ground effect experiments and model validation with Draganflyer X8 rotorcraft. *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) IEEE*, 2014, pp. 1158–1166. DOI: 10.1109/ICUAS.2014.6842370
8. Материал от интернет: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=966>.
9. Материал от интернет: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=695>.
10. Материал от интернет: <https://store.tmotor.com/goods.php?id=348>.
11. Материал от интернет: <https://www.amazon.com/HobbyKing-PROPDRIVE-910KV-Brushless-Outrunner/dp/B074GW7QNL>.
12. Материал от интернет: <https://www.thanksbuyer.com/tyi-power-5010-disk-brushless-motor-340kv-for-multirotor-quadcopter-rc-plant-protection-uav-drone-51744>.
13. Материал от интернет: <https://www.thanksbuyer.com/tyi-power-5008-disk-brushless-motor-400kv-for-multirotor-quadcopter-rc-plant-protection-uav-drone-51741>.